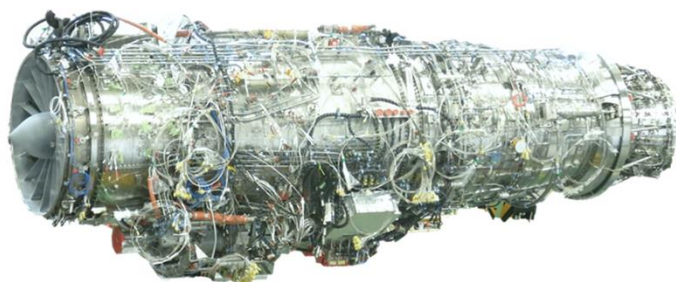
戦闘機用エンジンシステムに関する研究の成果について

防衛装備庁 航空装備研究所 エンジン技術研究部 エンジンシステム研究室

1 背景及び概要

XF9－1は高推力かつ軽量な将来の戦闘機用エンジンシステムとして試作
エンジンを構成する先進的な要素技術を段階的に試験実証し、エンジンの高推力化、スリム化及び大抽出力化に対応

XF9－1

2 成果

コンセプト

High Power

1800℃クラスの高圧タービン入口温度を達成し、エンジンの**高推力化**を実現。機体の高速性能、高機動飛行に対応

Slim

単位面積あたりの入口空気流量を増大し、エンジンの**スリム化**を実現。機体のステルス性に対応

大容量スタータ・ジェネレータを搭載し、エンジンから**大抽出力化**を実現。機体システムの大電力需要に対応

エンジン試験状況

アフタバーナ作動試験

主要諸元

最大推力 ： 15 ton（1．53 kN）以上
全　　長 ： 約 4．8 m
入 口 径 ： 約 1．0 m

3 まとめ

最大推力15tonの地上実証試験を通じてエンジンシステムの技術的な成立性を確認。継続事業において、エンジンを構成する要素部品の改善（高性能ファン、低燃圧燃焼器等）のための研究を令和6年度まで実施中

XF9－1に関する研究線表

平成25年度	26	27	28	29	30	令和元年度	2	3	4	5	6
高圧系要素 →	→	→	プロトタイプエンジン →	→	→	→	→				
	低圧系要素とコアエンジン →	→	→	→		エンジン要素の改善 →	→	→	→	→	→